

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.78

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К УКРУПНЕННОМУ РАСЧЕТУ ТРУДОЕМКОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Галкин Н.А. *, Кондратенко А.Н. **, Гапоненко О.В. ***,
Чирюкин Е.В. ****, Свиридова Е.С. *****

*НПО «Техномаш»,
3-й проезд Марьиной Рощи, 40, Москва, 127018, Россия*

** e-mail: n.galkin@tmnpo.ru*

*** e-mail: A.Kondratenko@tmnpo.ru,*

**** e-mail: gaponenko@tmnpo.ru*

***** e-mail: E.Chiryukin@tm.fsa*

****** e-mail: e.sviridova@tm.fsa*

Статья поступила в редакцию 10.12.2018

Рассматривается методический подход к укрупнённому расчету трудоёмкости изготовления космических аппаратов на головных предприятиях-изготовителях ракетно-космической промышленности. По базовым характеристикам, функционалу и компоновочным решениям авторами разработан классификатор изделий. Представлены варианты расчёта как для единичного запуска, так и для запуска нескольких аппаратов на одном носителе. Полученные благодаря разработанному алгоритму результаты позволяют оценить реализуемость государственных и коммерческих программ по обеспечению орбитальной группировки для выполнения научно-социальных задач и поддержания международного сотрудничества.

Ключевые слова: трудоёмкость, реализуемость, ракетно-космическое производство, классификатор, производственные возможности.

В целях подготовки предприятий ракетной космической промышленности (РКП) к выполнению государственных и коммерческих программ необходимо выполнить оценку загрузки производственных возможностей в части трудозатрат на опытно-конструкторские работы (ОКР) и производство космических аппаратов (КА).

Поставленная задача решалась путем оценки соответствия производственных возможностей головных предприятий-изготовителей ракетной космической техники (РКТ) федеральной целевой и государственной программ, определяющим требуемую номенклатуру и количество изделий, а также сроки их изготовления [1].

Производство КА имеет единичный характер с нерегулярной повторяемостью по годам производства, где изделия после КА №1 лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ) могут иметь изменения по составу бортового оборудования и конструкции. Производство КА пилотируемых программ носит индивидуальный характер и зависит от состава экипажа и задач полёта.

В настоящее время разработчиками на основе опыта предыдущих работ и перспективных направлений развития разработан ряд унифицированных платформ (УКП), что позволяет существенно снизить трудоемкость изготовления КА [2].

Примеры УКП по массовому ряду и функционалу полезных нагрузок представлены в табл. 1 и 2.

Создание унифицированных космических платформ значительно сокращает объёмы и циклы разработок. В связи с использованием отработанных элементов конструкции снижается доля испытаний на один машинокомплект, что позволяет уменьшить количество изготавливаемых экспериментальных установок.

Все головные предприятия отрасли имеют исторически сложившуюся специализацию.

АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва» характеризуется наличием производственно-тех-

Таблица 1

УКП по массовому ряду и функционалу полезных нагрузок на АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва»

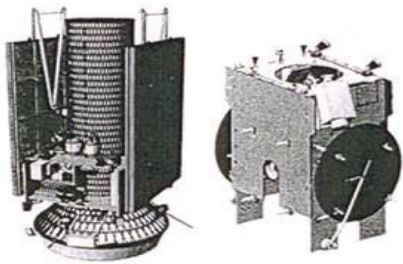
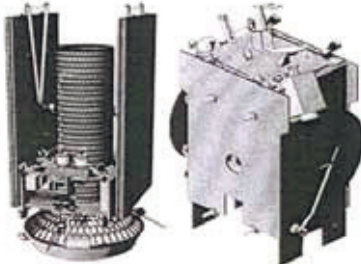
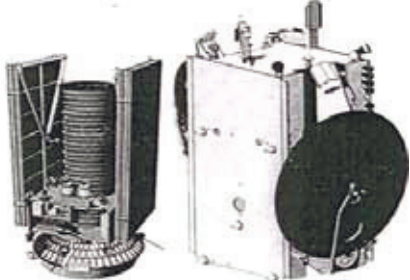
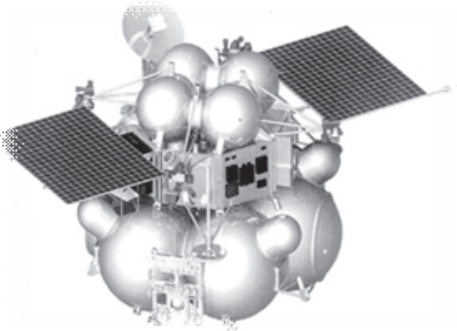
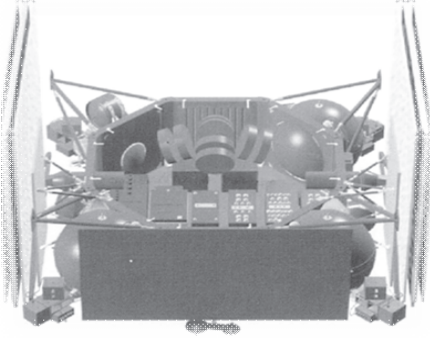
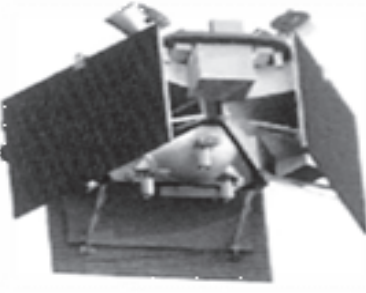

Ресурсы для полезной нагрузки	Применение платформы	Типовой представитель
<p>Мощность полезной нагрузки (ПН) до 5600 Вт; тепловыделение ПН до 3500 Вт; масса ПН до 500 кг; система аварийного спасения (САС) – 15 лет; стартовая масса до 1700 кг</p>	<p>Amos-5 Telkom-3</p>	 <p>Платформа «Экспресс-1000Н»</p>
<p>Мощность ПН до 8500 Вт; тепловыделение ПН до 5000 Вт; масса ПН до 700 кг; САС – 15 лет; стартовая масса до 2200 кг</p>	<p>«Экспресс-АМ8»</p>	 <p>Платформа «Экспресс-1000SH»</p>
<p>Мощность ПН до 14000 Вт; тепловыделение ПН до 7500 Вт; масса ПН до 1000 кг; САС – 15 лет; стартовая масса до 3400 кг</p>	<p>«Экспресс-АМ5» «Экспресс-АМ6»</p>	 <p>Платформа «Экспресс-2000»</p>

Таблица 2

УКП по массовому ряду и функционалу полезных нагрузок на АО «НПО Лавочкина»

Ресурсы для полезной нагрузки	Применение платформы	Типовой представитель
<p>Масса платформы 1500 кг; масса ПН до 12000 кг; среднесуточная мощность 1 кВт</p>	<p>Фобос-Грунт Лаплас-Европа</p>	 <p>Унифицированная платформа для планетных исследований</p>
<p>Масса платформы 770 кг; масса ПН до 2500 кг; среднесуточная мощность 1 кВт</p>	<p>Спектр-Р Спектр-РГ Спектр-УФ Электро-Л1 Электро-М</p>	 <p>Базовый модуль «Навигатор»</p>
<p>Масса платформы 96 кг; масса ПН до 80 кг; среднесуточная мощность 100-150 Вт</p>	<p>МКА-ФКИ Резонанс</p>	 <p>Микроплатформа «Карат»</p>
<p>Масса ПН до 10 кг</p>	<p>—</p>	 <p>Космическая наноплатформа</p>

нологической базы по изготовлению КА связи, вещания, ретрансляции, навигации на этапах ОКР и штатной эксплуатации. Предприятие является головным отраслевым предприятием по разработке и производству крупногабаритных антенных блоков и систем, обеспечивает производство и разработку КА на базе УКП «Экспресс» и КА по программе «Глонасс» [3].

АО «Корпорация «ВНИИЭМ» характеризуется наличием производственно-технологической базы по изготовлению КА гидрометеорологического и океанографического направления и космических комплексов на их основе, КА для мониторинга окружающей среды и фундаментальных научных исследований, КА дистанционного зондирования Земли. На предприятии осуществляется разработка и изготовление систем управления и защиты для энергоблоков атомных электростанций (АЭС), а также ведётся разработка и производство электрических машин различного назначения [4].

ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» (ПАО «РКК «Энергия») характеризуется наличием производственно-технологической базы по изготовлению разгонных блоков (РБ) и КА. Предприятие специализируется на разработке, изготовлении и практическом использовании пилотируемых и грузовых кораблей снабжения, модулей долговременных орбитальных станций, МКА систем корпоративной связи и ретрансляции [5].

В алгоритме определения трудозатрат на изготовление КА изложена последовательность расчета трудозатрат классификационных групп, содержащих тактико-технические характеристики изделий. Исходными данными по фактической и плановой трудоемкости изготовления КА на предприятиях-изготовителях послужили изделия, как выпускаемые, так и находящиеся в стадии разработки [6].

В качестве расчетной трудоемкости принимается изготовление первого серийного изделия для летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) как при запуске одного КА, так и нескольких, одним РН [7]. В расчете трудоемкости не учитываются трудозатраты на изготовление материальной части для проведения контрольно-выборочных и периодических испытаний.

Алгоритм укрупненной оценки трудоемкости изготовления космического аппарата основан на классификации компоновочных решений (конструктивно-технологических схемах) разных типов КА [8]. При запуске единичного КА одним пус-

ком расчет трудоемкости изготовления КА производится по следующей формуле:

$$T = \alpha \times (M_k^l + M_{\text{кооп}}^\varphi) \times N^\tau \times n^\xi \times n_3^\zeta \times K_\varphi \times K_k \times K_{\text{пр}},$$

(в тыс. н.-ч),

где M_k – масса конструкции КА, кг;

α – поправочный коэффициент, б/р;

$M_{\text{кооп}}$ – масса кооперативных поставок, кг;

N – потребляемая энергомощность, Вт;

n – количество функциональных отсеков, блоков, шт.;

K_φ – коэффициент точности ориентации, б/р;

K_k – коэффициент качества КА, б/р;

$K_{\text{пр}}$ – коэффициент преемственности конструкции, б/р;

n_3 – количество членов экипажа, пилотируемого КА.

Масса конструкции КА, кг:

$$M_k = M_o - (M_{3k} + M_{\text{дв}} + M_{\text{ба}}),$$

или

$$M_k = M_o - (M_{3k} + M_{\text{пэ}}),$$

где M_o – стартовая масса КА;

M_{3k} – масса заправочных компонентов топлива и газа наддува;

$M_{\text{дв}}$ – масса двигательной установки (поставляемой по кооперации);

$M_{\text{ба}}$ – масса бортовой аппаратуры, оборудования служебного и целевого назначения (поставляемой по кооперации);

$M_{\text{пэ}}$ – масса поставочных элементов.

Коэффициент качества КА, б/р:

$$K_k = \left[\frac{M_{\text{ца}}}{M_o - M_{3k}} \right]^{-0,2},$$

где $M_{\text{ца}}$ – масса целевой аппаратуры, кг.

Коэффициент точности ориентации КА или удержания на орбите определяется следующей эмпирической зависимостью:

$$K_\varphi = \left[\frac{2}{4 + \ln \varphi} \right]^{0,5},$$

где φ – точность ориентации, угл. град.

В табл. 3 представлена зависимость коэффициента преемственности конструкции от заимствованных деталей и сборочных единиц (ДСЕ)

Таблица 3

Зависимость коэффициента преемственности от преемственности конструкции

П _р	10	20	30	40	50	60	70	80	90
К _{пр}	0,97	0,9	0,86	0,81	0,78	0,75	0,72	0,69	0,66

изделий-аналогов (где П_р – количество заимствованных ДСЕ от КА, находящихся в производстве, %; К_{пр} – коэффициент преемственности, б/р).

При запуске нескольких КА одним пуском трудозатраты следует рассчитывать по следующей формуле:

$$T_B = (T_{КА} \times n_{КА} + T_{АД}) \times 1,02,$$

где T_Б – трудоемкость блока из нескольких КА при единичном запуске, тыс. н.-ч;

T_{КА} – трудоемкость изготовления отдельно-го КА, тыс. н.-ч;

n_{КА} – количество КА, участвующих в одном пуске, шт.;


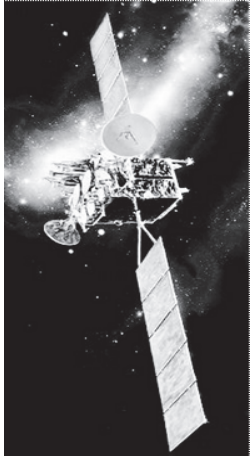
T_{АД} – трудоемкость изготовления адаптера или фермы крепления КА к РН, тыс. н.-ч.


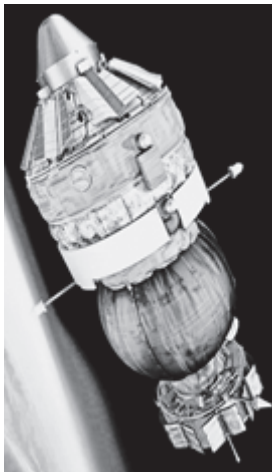

Данный алгоритм успешно зарекомендовал себя в рамках выполнения научно-исследовательской работы (НИР) «Инвестиции КС», существенно повысив точность прогноза загрузки по изделиям.

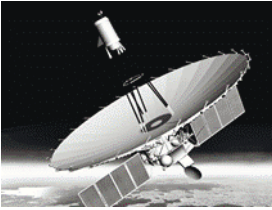
В ходе исследования авторами разработан подробный классификатор КА (табл. 4) по их характеристикам, необходимый для составления формул расчета трудоемкости для каждого из классов КА [9, 10].

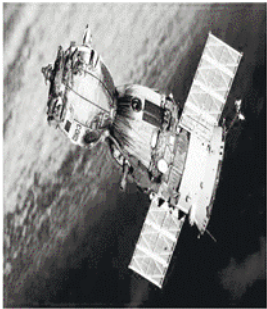

Таблица 4



Классификатор КА

Класс	Группа	Масса, кг	Классификационная характеристика	Типовой представитель
1	1.1	До 300	КА – автоматический (АКА). Применение – геодезия, поиск и спасение, низкоорбитальная связь. Ориентация и стабилизация – пассивная. Коррекции траектории – в процессе выведения. Передача информации – средствами радиотелеметрической системы (РТС). Конструкция моноблочная, сварная, герметичная, теплоизолированная [11]	 КА «Гонец-М»
2	2.1	До 3600	Автоматический космический аппарат (АКА) Применение – система фиксированной связи, телерадиовещания, ретрансляции информации наблюдения, контроля и управления, Гидрометеорологическая система мониторинга крупномасштабных процессов в атмосфере. Ориентация и стабилизация – автоматические. Коррекция траектории – автоматическая в процессе выведения и эксплуатации [12]. Орбитальное маневрирование отсутствует. Передача информации средствами РТС. Солнечные батареи (СБ) – ориентируемые. Конструкция моноблочная, на базе унифицированной космической платформы (УКП), теплоизолированная. Система терморегулирования (СТР) – активная (тепловые трубы). Имеет блок корректирующей двигательной установки (КДУ)	 КА «Экспресс-АМ»

Класс	Группа	Масса, кг	Классификационная характеристика	Типовой представитель
	2.2	До 3000	<p>АКА</p> <p>Применение—гидрометеорологические и океанографические комплексы, контроль опасных природных явлений, мониторинг мирового океана. Ориентация и стабилизация – автоматические, обеспечивается трехстепенной инерциальной системой (гиростабилизатором).</p> <p>Коррекция траектории – автоматическая в процессе выведения.</p> <p>Орбитальное маневрирование – отсутствует.</p> <p>Передача информации средствами РТС.</p> <p>СБ – ориентируемые.</p> <p>Конструкция моноблочная, на базе УКП, теплоизолированная [13, 14]</p>	 <p>КА «Метеор-М»</p>
3	3.1	5700–6500	<p>АКА</p> <p>Применение – космические средства прикладного технологического назначения.</p> <p>Ориентация и стабилизация – автоматические.</p> <p>Коррекция траектории и орбитальное маневрирование – автоматические в процессе выведения и эксплуатации.</p> <p>Передача информации:</p> <ul style="list-style-type: none"> – служебной – средствами РТС; – целевой – разовая доставка на Землю в спускаемом аппарате (СА). <p>Спуск на Землю:</p> <ul style="list-style-type: none"> – СА с использованием аэродинамического качества, неуправляемый с торможением; – мягкая посадка с использованием ракетного твердотопливного двигателя (РДТТ). <p>Конструкция – блочная, с последовательным расположением функциональных блоков.</p> <p>Блоки (отсеки) – герметичные, сварные, теплоизолированные.</p> <p>Отсек с СА с теплозащитным покрытием (ТЗП).</p> <p>СТР – активная.</p> <p>Имеет блок КДУ</p>	 <p>КА «Фотон»</p>
4	4.1	До 7050	<p>АКА</p> <p>Применение – ориентации и стабилизации.</p> <p>Коррекция траектории – автоматическая в процессе выведения и эксплуатации.</p> <p>Орбитальное маневрирование в процессе эксплуатации автоматическое и по командам с Земли.</p> <p>Передача информации служебной и целевой радиотехническими средствами в реальном масштабе времени.</p> <p>Конструкция – блочная, с последовательно расположенными функциональными блоками.</p> <p>Блоки – сварные, герметичные, теплоизолированные.</p> <p>СБ – ориентируемые.</p> <p>СТР – активная.</p> <p>Имеет систему автоматического поиска неисправностей.</p> <p>Имеет блок КДУ [11]</p>	 <p>КА «Ресурс-ДК1»</p>

Класс	Группа	Масса, кг	Классификационная характеристика	Типовой представитель
5			<p>Автоматическая межпланетная станция (АМС).</p> <p>Применение – эксплуатация на траектории полета к планетам Солнечной системы, поверхности планет, астрофизические обсерватории.</p> <p>Ориентация и стабилизация – автоматическая.</p> <p>Коррекция траектории – автоматическая в процессе выведения на опорную орбиту, по командам с Земли на траектории полета к планетам Солнечной системы.</p> <p>Передача информации – средствами РТС.</p> <p>Конструкция – блочная, с последовательным расположением функциональных, автономных, теплоизолированных блоков на базе УКП</p>	
	5.1	3000-8000	<p>АМС-Д – десантный вариант.</p> <p>В десантном варианте функциональные исследовательские блоки – для контактного исследования поверхности планет Солнечной системы с различиями:</p> <ul style="list-style-type: none"> – посадка без атмосферы с помощью реактивного торможения и посадки; – посадка при наличии атмосферы посадочными платформами или посадочными аппаратами с использованием аэродинамического качества и торможением, с использованием парашютных систем или аэростатного спуска; – причаливание к спутникам планет с малым тяготением. <p>Характеризуется наличием КДУ, активной СТР, ориентируемых к СБ в каждом функциональном блоке</p>	 <p>КА «Фобос-Грунт»</p>
	5.2	2000-7000	<p>АМС-П – пролетный вариант или зонды для бесконтактного исследования атмосферы и поверхности планеты (дистанционное зондирование) [14]</p>	 <p>КА «Спектр – РГ»</p>
6			<p>ТК – транспортный корабль на орбите искусственного спутника Земли, автономно и в составе орбитальных станций</p>	
	6.1		<p>ТК-П – пилотируемый.</p> <p>Целевое назначение – доставка экипажа на орбитальную станцию и возврат на Землю</p>	

Класс	Группа	Масса, кг	Классификационная характеристика	Типовой представитель
	6.1	До 7500	<p>Ориентация и стабилизация автоматические и ручные.</p> <p>Коррекция траектории – автоматическая в процессе выведения, автоматическая и ручная – в процессе эксплуатации.</p> <p>Орбитальное маневрирование – автоматическое и ручное в процессе эксплуатации с обеспечением сближения, причаливания и стыковки.</p> <p>Наличие СА или модуля экипажа.</p> <p>Конструкция:</p> <ul style="list-style-type: none"> – блочная с последовательным расположением функциональных блоков; – блоки (отсеки) сварные, герметичные, теплоизолированные; – блок СА с ТЗП, имеет автоматические и ручные СУД, системы сближения, причаливания и стыковки, пилотируемую систему управления спуском; <p>спуск на Землю СА с использованием аэродинамического качества, управляемый, с использованием ПС и мягкой посадкой с использованием РДТТ</p> <p>СТР – активная; имеет блок КДУ</p>	 <p>КА «Союз-Т»</p>
	6.2	До 7500	<p>ТК-Г – автоматический грузовой транспортный корабль.</p> <p>Целевое назначение:</p> <ul style="list-style-type: none"> – доставка расходных материалов и отдельных элементов конструкции орбитальных станций. <p>Конструкция ТК-Г на базе ТК-П, переработанная из условий отсутствия экипажа.</p> <p>Наличие грузового отсека</p>	 <p>КА «Прогресс-М»</p>
7			<p>МОС – модули укомплектования долговременных орбитальных станций (ДОС) или многоцелевых космических станций.</p> <p>Имеют различное целевое назначение: служебные (жилые, энергетические, грузоскладские и т.д.), научные (проведение научно-исследовательских работ и экспериментов).</p> <p>Обладают ремонтноспособностью и возможностью доукомплектования как отдельными элементами конструкции, так и МОС [15]</p>	

Класс	Группа	Масса, кг	Классификационная характеристика	Типовой представитель
	7.1	До 21000	<p>МОС – автоматические КА автономного выведения и стыковки при формировании МКС.</p> <p>В автономном полете:</p> <ul style="list-style-type: none"> – ориентация и стабилизация, коррекция траектории, орбитальное маневрирование и сближение, причаливание и стыковка в процессе формирования <p>ДОС – автоматические.</p> <p>В составе ДОС – автоматические и пилотируемые с участием экипажа.</p> <p>Наличие систем:</p> <ul style="list-style-type: none"> – служебного борта для автономного выведения и полета; – стационарного борта для эксплуатации. <p>Наличие научного комплекса оборудования для исследовательских модулей.</p> <p>Конструкция – моноблочная с последовательно расположенными функционально-технологическими отсеками.</p> <p>Наличие рабочего объема для работы экипажа.</p> <p>Конструкция – сварная, герметичная, теплоизолированная, имеет ММЗ.</p> <p>СТР – активная.</p> <p>Наличие блока КДУ с возможностью дозаправки</p>	 <p>МОС «Наука»</p>
	7.2	До 22000	<p>МОС – автоматические КА пассивного выведения в качестве груза МТКС, непосредственная доставка к МКС (ДОС) и пристыковка при помощи робототехнических систем.</p> <p>Характеризуется отсутствием систем служебного борта обеспечения автономного полета.</p> <p>Конструкция – моноблочная с последовательным расположением функциональных отсеков.</p> <p>Имеет – сварной, герметичный шлюзовой отсек со стыковочным узлом и люком выхода в космос и трансформируемую ферменную конструкцию для крепления выносных элементов типа СБ, радиаторов СТР, с элементами бортового комплекса стационарного борта и элементами привязки робототехнических систем как СВ, так и собственными</p>	 <p>Многоразовая транспортная космическая система «Буран»</p>

Расчет трудоемкости изготовления КА разных типов производится по формулам, представленным в табл. 5.

Расчёт по предлагаемому алгоритму определяется достаточной степенью проработки технических решений на стадиях технического, эскизного и рабочих проектов, когда могут быть определены изделия-аналоги, коэффициенты новизны или сложности конструкции нового изделия [16,17].

На основе полученных расчётов можно оценить и проанализировать загрузку производственных возможностей головного предприятия, специализирующегося на изготовлении КА [18,19]. Это позволит обеспечить достоверность, полноту и эффективность оценки производственного потенциала подобных предприятий.

Пример графика загрузки производственных возможностей на типовом предприятии РКП представлен на рисунке.

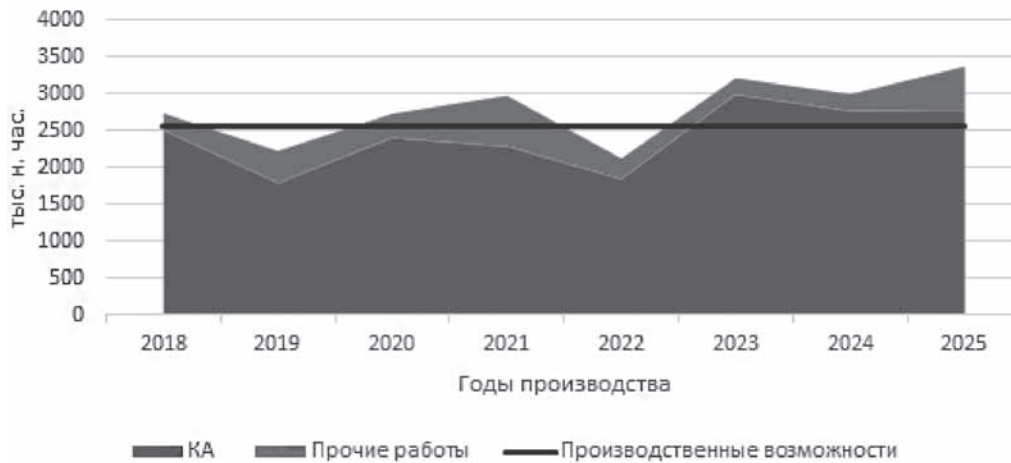
Таблица 5

Формулы для расчёта трудоёмкости изготовления КА

Класс КА	Группа КА	Формулы расчета трудоёмкости изготовления КА
1	1.1	$T = 0,8(M_{\text{к}}^{0,62} + M_{\text{кооп}}^{0,4})N^{0,11}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
2	2.1	$T = 0,5M_{\text{к}}^{0,58}N^{0,242}K_{\text{ф}}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
	2.2	$T = 0,85M_{\text{к}}^{0,59}N^{0,242}K_{\text{ф}}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
3	3.1	$T = 0,5(M_{\text{к}}^{0,59} + M_{\text{кооп}}^{0,4})N^{0,242}n^{0,2}K_{\text{ф}}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
4	4.1	$T = 1,2(M_{\text{к}}^{0,59} + M_{\text{кооп}}^{0,4})N^{0,11}n^{0,2}K_{\text{ф}}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
5	5.1	$T = 0,6(M_{\text{к}}^{0,59} + M_{\text{кооп}}^{0,4})N^{0,11}n^{0,2}K_{\text{ф}}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
	5.2	$T = 0,5(M_{\text{к}}^{0,62} + M_{\text{кооп}}^{0,4})N^{0,11}n^{0,2}K_{\text{ф}}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
6	6.1	<i>Оценка трудоёмкости целого КА</i> $T = 0,5(M_{\text{к}}^{0,62} + M_{\text{кооп}}^{0,4})N^{0,11}n^{0,2}n_{\text{э}}^{0,5}K_{\text{ф}}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}K_{\text{кис}}$
		<i>Оценка трудоёмкости комплектующих блоков КА</i> Сервисные модули или ПАО $T_{\text{ПАО}} = 0,65M_{\text{к}}^{0,59}N^{0,242}K_{\text{ф}}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
		Бытовые, шлюзовые, стыковочные и грузовые отсеки $T_{\text{ГРО}} = 2,1M_{\text{к}}^{0,62}n_{\text{сты}}^{0,2}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
		Спускаемые аппараты, модули экипажа, возвращаемые аппараты $T_{\text{СА}} = 1,05M_{\text{к}}^{0,59}n_{\text{э}}^{0,5}K_{\text{к}}K_{\text{пр}}$
	<i>Сборочно-монтажные работы и ЗКИ в КИС</i> $T_{\text{СБИ}} = 2,4V^{0,3}\rho^{0,8}m_{\text{с}}^{0,8}n_{\text{с}}^{0,5}K_{\text{пр}}$	
6.2	$T_1 = (T_{\text{ГРО}} + T_{\text{ПАО}} + T_{\text{СБИ}})n_{\text{кис}}^{0,07}$	
7	7.1	$T = 1,3M_{\text{к}}^{0,59}N^{0,11}n^{0,2}K_{\text{ф}}K_{\text{к}}n_{\text{сты}}^{0,1}K_{\text{пр}}n_{\text{кис}}^{0,07}$
	7.2	$T = 0,9M_{\text{к}}^{0,59}N^{0,11}n^{0,2}K_{\text{к}}n_{\text{сты}}^{0,1}K_{\text{пр}}n_{\text{кис}}^{0,07}$

Дальнейшее развитие данного алгоритма укрупненного расчета трудоёмкости ОКР и производства КА в рамках оценки реализуемости мероприятий стратегических планов технологического развития РКП авторы статьи видят в его автоматизации, а также в добавлении в алгоритм коэффициента, характеризующего технический уровень и организацию производства на головных предприятиях-изготовителях РКТ [20]. Предло-

женный алгоритм расчета трудозатрат на изготовление КА использован специалистами центра сводного планирования ФГУП «НПО «Техномаш» при оценке реализуемости программных мероприятий Федеральной космической программы России и заданий Гособоронзаказа в 2017–2018 гг., чем подтвердил свою прикладную значимость [21].



Загрузка производственных возможностей на типовом предприятии РКП

Выводы

По результатам исследований, были определены структурные зависимости технологической трудоемкости изготовления КА по классификационным группам, габаритно-массовых характеристик, технологической сложности конструкций, технической подготовленности предприятия к производству нового изделия, конструктивной преемственности, технологической сложности, организационно-производственных факторов и др. [22]. Определена динамика снижения трудоемкости изготовления РН по годам производства в зависимости от количества выпускаемых изделий с начала производства. Развитием исследований настоящей работы является разработка аналогичных методических подходов по оценке трудоемкости изготовления прочих типов ракетной техники.

Расчетные оценки трудозатрат производства КА рекомендуются для использования в качестве основы при проведении технико-экономического анализа, сопоставления альтернативных вариантов проектов и разработки перспективных планов и программ. Данный алгоритм расчета трудоемкости повысит точность прогнозной загрузки предприятия, что позволит сбалансировать программу производства [23—24].

Библиографический список

1. Николаев В.Д., Лукьянчик В.В., Кондратенко А.Н., Гапоненко О.В., Кузин А.И., Олексенко И.А. Инвентаризация НИОКР и инвестиционных проектов, реализуемых в рамках ФЦП как инструмент приоритизации программных мероприятий // Научно-технический бюллетень «Вестник «НПО «Техномаш»: Сб. статей. — М.: Изд-во НПО Техномаш, 2017. №3. С. 61-65.
2. Денисов А.М., Скворцов Д.В., Краснощекоев С.Н., Гончаров П.С. Структура научно-методического аппарата обоснования тактико-технических требований к унифицированным космическим платформам // Информация и космос. 2017. № 3. С.156-162.
3. Шайдуров В.В., Деревянко В.А., Васильев Е.Н., Косенко В.Е., Звонарь В.Д., Чеботарев В.Е. Итоги и перспективы совместных теплофизических исследований ИВМ СО РАН и ОАО «ИСС им. акад. М.Ф. Решетнева» // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева. 2013. № 6(52). С. 107-110.
4. Ходненко В.П. Деятельность ВНИИЭМ в области исследования, разработки и применения электроракетных двигателей // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2016. Т. 151. № 2. С. 30-41.
5. Космонавтика в XXI веке. Доклад президента РКК «Энергия» им. С.П. Королева члена-корреспондента РАН В.А. Лопоты // Вестник Российской академии наук. 2011. Т. 81. № 9. С. 771-793.
6. Анжеуров А.С., Денисова И.П., Костиков Ю.А., Пасисниченко М.А. Численный анализ эффективности применения ретрорефлектора нового типа при лазерной локации космических аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=87365>
7. Гапоненко О.В., Лукьянчик В.В., Сенников Д.А. Основные аспекты оценки реализуемости мероприятий по подготовке производства космических аппаратов целевого назначения // Двойные технологии. 2016. № 2(75). С. 33-36.
8. Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В. Малые космические аппараты. Мини-спутники. Унифицированные космические платформы для космических аппаратов. — Омск: Изд-во ОмГТУ, 2010. С. 274-276.
9. Кузин А.И., Кондратенко А.Н., Кондратенко М.А. Перспективы развития экспериментальной и испы-

- тательной баз производства изделий РКТ // Научно-технический бюллетень «Вестник НПО «Техномаш»: Сб. статей. — М.: Изд-во НПО «Техномаш», 2018. № 5. С. 21-24.
10. Кондратенко А.Н., Олексенко И.А., Панов Д.В. О новых подходах и роли головных научно-исследовательских организаций по планированию и сопровождению реализации государственных и федеральных целевых программ в части производственно-технологического развития ракетно-космической промышленности // Научно-технический бюллетень «Вестник НПО «Техномаш»: Сб. статей. — М.: Изд-во НПО «Техномаш», 2018. № 6. С. 4-9.
 11. Кириллов В.Ю., Марченко М.В., Томилин М.М. Стендовые испытания элементов и устройств космических аппаратов на воздействие электростатических разрядов // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 170-175.
 12. Васильченко А.А. Методика перераспределения изменяющейся информационной нагрузки между базовыми станциями в кластере системы сотовой связи типа GSM при заданном качестве ее обслуживания // Радиоэлектронные устройства и системы для инфокоммуникационных технологий: Сб. докладов 71-й Международной конференции РЭУС-2016. — М.: РНТОРЭС им. А.С. Попова, 2016. Вып. LXXI. С. 400-402.
 13. Соллогуб А.В., Анашков Г.П., Данилов В.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА. — М.: Машиностроение, 1993. С. 196-201.
 14. Васильченко А.А., Кочуров А.В., Сорокин О.И. Формализация алгоритма установления соединения в сети сотовой связи GSM // Радиоэлектронные устройства и системы для инфокоммуникационных технологий: Сб. докладов 70-й Международной конференции РЭУС-2015. — М.: РНТОРЭС им. А.С. Попова, 2015. Вып. LXX. С. 310-313.
 15. Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Метод выбора проектных параметров модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли при наличии ограничений // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 1. С. 44-55.
 16. Гордеев В.А., Партола И.С., Фирсов В.П. Расчетно-экспериментальная отработка двигательной установки третьей ступени ракеты космического назначения «АНГАРА» // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 128-134.
 17. Koelle D.E. Handbook of cost engineering for space transportation systems with TRANSCOST 8.2: statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles. — Revision 4. TransCostSystems, 2013.— 264 p.
 18. Koelle D.E. Cost Engineering — The new paradigm for space launch vehicle design // Journal of Reducing Space Mission Cost. 1998. Vol. 1. Issue 1, pp. 73-86.
 19. Trivailo O., Sippel M., Şekercioglu Y.A. Review of hardware cost estimation methods, models and tools applied to early phases of space mission planning // Progress in Aerospace Sciences. 2012. Vol. 53, pp. 1-17. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.02.001
 20. Галкин Н.А., Пожидаев С.С., Фомин Е.Ю. Разработка концепции информационно-аналитической системы моделирования производственных возможностей на предприятиях ракетно-технического профиля // Технология машиностроения. 2016. № 8. С. 55-58.
 21. Панов Д.В., Фомин Е.Ю., Галкин Н.А., Ковков Д.В. Методический подход к экспертизе технологической трудоемкости производства изделий ракетно-космической техники // Технология машиностроения. 2017. № 2. С. 62-65.
 22. Shaytura S.V., Stepanova M.G., Shaytura A.S., Ordov K.V., Galkin N.A. Application of information-analytical systems in management // Journal of Theoretical and Applied Information Technology. 2016. Vol. 90. No. 2. С. 10-22.
 23. Седелников А.В., Пузин Ю.Я., Филиппов А.С., Хнырева Е.С. Оценка эффективности программно-аппаратного средства обеспечения и контроля угловой скорости вращения малого космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 152-162.
 24. Донсков А.В. Анализ современных методов оценки и моделирования рисков возникновения нештатных ситуаций на борту космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 163-169.

METHODICAL APPROACH TO AGGREGATING COMPUTING OF SPACECRAFT MANUFACTURING LABOR INTENSITY

Galkin N.A.* , Kondratenko A.N.** , Gaponenko O.V.*** ,
Chiryukin E.V.**** , Sviridova E.S.*****

*NPO "Technomash",
40, 3rd proezd Mar'inoi Roshchi, Moscow, 127018, Russia*

** e-mail: n.galkin@tmnpo.ru*

*** e-mail: A.Kondratenko@tmnpo.ru,*

**** e-mail: gaponenko@tmnpo.ru*

***** e-mail: E.Chiryukin@tm.fsa*

****** e-mail: e.sviridova@tm.fsa*

Abstract

For the purpose of the aerospace industry (AI) enterprises readiness to the implementation of State and commercial programs, it is necessary to perform an assessment of the production capabilities loading with regard to the labor costs for development efforts (DE) and spacecraft (SC) production.

The set task was being solved by the product capabilities conformity evaluation of the aerospace equipment (AE) head manufacturer with the federal target and government programs determining the required nomenclature and number of products, as well as the due dates of their production.

The spacecraft production is of a unit character with irregular repetition in the course of the years of production, where the products after the flight development tests (FDT) of the SC No 1 may have changes in the composition of the onboard equipment and design. The SC of manned programs production is individual and depends on the crew list and mission objectives.

Nowadays, based on the experience of the previous works and the prospective trends of development, engineers worked upon a number of unified space platforms (USP), which can significantly reduce the labor intensity of the SC manufacture. Development of the unified space platforms significantly reduces the volume and design cycles. In connection to the tried-and-true structural elements application the share of testing per one product set, which allows reduce the number of manufactured experimental installations.

The algorithm of SC manufacturing labor cost determining describes the sequence of labors costs computing of classification groups, containing tactical and technical characteristics of the products. The initial data on the actual and planned labor intensity of the SC production at the manufacturing enterprises were the products, both being manufactured and under development.

The first article of the stock-produced item manufactured for the flight development tests (FDT), at both single and several SC launch is assumed as a calculated labor intensity. The labor intensity calculation does not account for labor costs for the product manufacturing for performing inspection-sampling and periodical test.

The algorithm for the aggregating assessment of the SC production labor intensity is based on the layout solutions classification (constructive-technological schemes) of various types of SC. This algorithm has successfully proved itself within the framework of the "The SC Investments" research effort (RE) implementation, significantly increasing the accuracy of the loading prediction per product.

Calculation by the proposed algorithm is determined by a sufficient degree of technical solutions study at the stages of technical, draft and working projects, when analogous products, novelty factors or structural complexity of a new product can be determined.

Based on the obtained calculations, it is possible to evaluate and analyze the loading of the production capabilities of the main enterprise, specializing in the SC manufacturing. This will ensure the authenticity, completeness and estimation efficiency of the similar enterprises potential production.

Further development of this aggregating calculation algorithm of the DE and SV production labor intensity within the framework of assessing the feasibility measures of strategic plans for the technological development of the AI, the authors see in its automation. Besides, a coefficient characterizing technical level and industrial organization at the main manufacturing enterprises of the AE should be added to the algorithm. The proposed algorithm for the labor costs of SC production calculating was used by the center of integrated planning specialists of NPO "Technomash" in assessing the feasibility of the

Russian Federal Space Program policy and the tasks of the Defense Procurement and Acquisition in 2017–2018, which confirmed its practical significance.

Calculated evaluation of labor costs for the SV production are recommended for employing as a basis for conducting technical and economic analysis, comparing alternative projects and developing perspective plans and programs. This labor input intensity algorithm will increase the accuracy of the enterprise predicted loading, resulting in the balance of the production program.

Keywords: labor intensity, realizability, aerospace manufacturing, classifier manufacturing capabilities.

References

- Nikolaev V.D., Luk'yanchik V.V., Kondratenko A.N., Gaponenko O.V., Kuzin A.I., Oleksenko I.A. *Nauchno-tekhnicheskii byulleten' "Vestnik NPO "Tekhnomash"*, Moscow, NPO Tekhnomash, 2017, no. 3, pp. 61-65.
- Denisov A.M., Skvortsov D.V., Krasnoshchekov S.N., Goncharov P.S. *Informatsiya i kosmos*. 2017. № 3. S.156-162.
- Shaidurov V.V., Derevyanko V.A., Vasil'ev E.N., Kosenko V.E., Zvonar' V.D., Chebotarev V.E. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M.F. Reshetneva*, 2013, no. 6(52), pp. 107-110.
- Khodnenko V.P. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIEM*, 2016, vol. 51, no. 2, pp. 30-41.
- Lopota V.A. *Vestnik Rossiiskoi akademii nauk*, 2011, vol. 81, no. 9, pp. 771-793.
- Anzheurov A.S., Denisova I.P., Kostikov Yu.A., Pasisnichenko M.A. *Trudy MAI*, 2017, no. 97. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=87365>
- Gaponenko O.V., Luk'yanchik V.V., Sennikov D.A. *Dvoynye tekhnologii*, 2016, no. 2(75), pp. 33-36.
- Blinov V.N., Ivanov N.N., Sechenov Yu.N., Shalai V.V. *Malye kosmicheskie apparaty. Minisputniki. Unifitsirovannyye kosmicheskie platformy dlya kosmicheskikh apparatov* (Small spacecraft. Mini-satellites. Unified space platform for space vehicles), Omsk, OmGTU, 2010, pp. 274-276 (348 p.).
- Kuzin A.I., Kondratenko A.N., Kondratenko M.A. *Vestnik NPO "Tekhnomash"*, Moscow, NPO Tekhnomash, 2018, no. 5, pp. 21-24.
- Kondratenko A.N., Oleksenko I.A., Panov D.V. *Vestnik NPO "Tekhnomash"*, Moscow, NPO "Tekhnomash", 2018, no. 6, pp. 4-9.
- Kirillov V.Yu., Marchenko M.V., Tomilin M.M. Spacecraft elements and units benchmark test on electrostatic discharges impact. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 170-175.
- Vasil'chenko A.A. *Radioelektronnye ustroystva i sistemy dlya infokommunikatsionnykh tekhnologii. Sbornik dokladov 71 Mezhdunarodnoi konferentsii REUS-2016*, Moscow, RNTORES im. A.S. Popova, 2016, no. LXXI, pp. 400-402.
- Sollogub A.V., Anashkov G.P., Danilov V.V. *Kosmicheskie apparaty sistem zondirovaniya poverkhnosti Zemli: Matematicheskie modeli povysheniya effektivnosti KA* (Spacecraft of the Earth surface probing systems. Mathematical models of the spacecraft efficiency increasing), Moscow, Mashinostroenie, 1993, pp. 196-201.
- Vasil'chenko A.A., Kochurov A.V., Sorokin O.I. *Radioelektronnye ustroystva i sistemy dlya infokommunikatsionnykh tekhnologii. Sbornik dokladov 70 Mezhdunarodnoi konferentsii REUS-2015*, Moscow, RNTORES im. A.S. Popova, 2015, no. LXX, pp. 310-313.
- Matveev Yu.A., Lamzin V.V. A constraint-based technique to choose design parameters of spacecraft versions meant for earth remote sensing. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 1, pp. 44-55.
- Gordeev V.A., Partola I.S., Firsov V.P. The estimate & test development of space launch vehicle Angara power plant. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 128-134.
- Koelle D.E. *Handbook of cost engineering for space transportation systems with TRANSCOST 8.2: statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles*. Revision 4. TransCostSystems, 2013, 264 p.
- Koelle D.E. Cost Engineering - The new paradigm for space launch vehicle design. *Journal of Reducing Space Mission Cost*, 1998, vol. 1, issue 1, pp. 73-86.
- Trivailo O., Sippel M., Şekercioğlu Y.A. Review of hardware cost estimation methods, models and tools applied to early phases of space mission planning. *Progress in Aerospace Sciences*, 2012, vol. 53, pp. 1-17. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.02.001
- Galkin N.A., Pozhidaev S.S., Fomin E.Yu. *Tekhnologiya mashinostroeniya*, 2016, no. 8, pp. 55-58.
- Panov D.V., Fomin E.Yu., Galkin N.A., Kovkov D.V. *Tekhnologiya mashinostroeniya*, 2017, no. 2, pp. 62-65.
- Shaytura S.V., Stepanova M.G., Shaytura A.S., Orlov K.V., Galkin N.A. Application of information-analytical systems in management. *Journal of Theoretical and Applied Information Technology*, 2016, vol. 90, no. 2, pp. 10-22.
- Sedel'nikov A.V., Puzin Y.Ya., Filippov A.S., Khnyreva E.S. Soft hardware efficiency estimation for a small spacecraft rotation angular velocity provision and monitoring. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 152-162.
- Donskov A.V. Analysis of modern evaluation and modeling methods of contingencies occurrence risks onboard a spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 163-169.